

Интеллектуальные системы на вертолете (часть 2)

Системы предотвращения превышения параметров полета

Аннотация. Винтокрылые летательные аппараты обычно обладают сложными границами ограничений, которые трудно предсказать и индцировать летчику и желателно почувствовать начало подхода к таким ограничениям. Защиту летчика и вертолета от потери управления, предотвращение катастрофических ситуаций или механических поломок обеспечивает гибридная система (нейронная сеть и нечеткая логика).

Ключевые слова: система управления, нейронная сеть, нечеткая логика, адаптивные методы.

Введение

В настоящее время увеличилось требование необходимости комфортного управления винтокрылыми аппаратами. Границы летных ограничений включают конструктивные ограничения и ограничения по управляемости, связанные с зоной “Н-V” (высота-скорость), ограничение крутящего момента, а также более сложные механические ограничения и ограничения махового движения.

Из-за требований по нагрузке на летчика, связанных с реальными ограничениями, часто используют упрощенные эксплуатационные границы ограничений, которые консервативны и стремятся ограничить истинные ЛТХ (летно-технические характеристики) летательных аппаратов, в то же время, требуя существенных нагрузок на летчика для выдерживания этих ограничений. Было бы желателно иметь возможность безопасного полета по границам истинных эксплуатационных ограничений без значительных нагрузок на летчика. Защита границ ограничений может увеличить полезную “агрессивность” (маневренность) летательного аппарата, улучшая качества управляемости и безопасность полета.

Гибридная система предотвращения превышения пределов на основе нейросети и нечеткой логики.

Присущие вертолетам многочисленные комплексные ограничения возникают от совместного воздействия аэродинамики, динамики, конструкции и силовой установки и могут быть разделены на две категории - жесткие и мягкие. Жесткие ограничения - это те, которые никогда не могут быть нарушены, в то время как при превышении мягких ограничений происходит ухудшение качеств управляемости или уменьшение ресурса.

Количество ограничений на вертолете достаточно велико:

- диаграмма “Н-V” или “опасная зона”;
- максимальная воздушная скорость;
- боковая скорость и скорость полета назад;
- угловое положение (крен, тангаж);
- перегрузки;
- маховое движение лопастей несущего винта;
- уровень вибраций;
- нагрузки в конструкции и др.

Ограничения вертолета в общем виде выражаются в виде переменных, которые измеряются соответствующими датчиками, отслеживаются летчиком и могут меняться по весу, центровке и наружной температуре. Ограничения по боковой скорости или скорости полета назад накладываются без обеспечения каким-либо средством измерения их, подразумевая, что летчик должен полагаться только на собственное ощущение этих пределов. Многие огра-

ничения вертолетов могут быть показаны визуально как некая гиперплоскость в многомерном пространстве состояния летательного аппарата. Так, максимальная скорость вертолета, как правило, определяется как функция барометрической высоты, температуры наружного воздуха и полетного веса.

Для моделирования связи между входными переменными и максимальной скоростью как выходной величиной логично использовать искусственные нейросети, которые обеспечивают наилучшее приближение при аппроксимации сложных нелинейных функций многих аргументов.

Обычно у вертолетчиков мало информации помимо показаний приборов. Желательно создать систему помощи летчику в оценке ограничений летательного аппарата, одновременно улучшая его возможности по использованию всех располагаемых характеристик и в то же время минимизируя его нагрузку. Все повышающиеся требования к летным характеристикам и к безопасности вертолетов диктуют необходимость автоматического предотвращения выхода за ограничения. С середины 1960-х годов нечеткая логика применяется как математическая концепция работы с неопределенностями в принятии решения.

Гибридная система для определения и предотвращения выхода параметров вертолета за заданные ограничения дает большую гибкость, чем простая двоичная классификация превышения пределов (т.е. 0 - нет превышения, 1 - превышение есть). Постоянное измерение превышения с оговоренным порогом может предостеречь от грозящего превышения при использовании информации о скорости изменения положения. Исследования с использованием нечеткой логики приводят к задаче совместного управления, при которой входы от летчика "смешиваются" с управляющими входами системы предотвращения выхода за ограничения.

Гибридный подход был испытан [1] на нелинейной 6-ти степенной модели вертолета УН-1Н (многоцелевой вертолет для армии США фирмы Белл - Ирокез). В 1992 году Массей [3] разработал систему комфортного управления для вертолетов, чтобы обеспечить летчику возможность использования полных характеристик летательного аппарата с минимизацией нагрузки по отслеживанию ограничений. В «полетах» при исследовании методом

моделирования с 70 летчиками на 7 различных типах полетного задания было определено, что примерно 40% нагрузки на летчика в штатном режиме связаны с ограничениями. В исследованиях испытано аудио и тактильные способы подсказки летчику об ограничениях. Было найдено, что в ситуации с высокой нагрузкой на летчика просто предупреждения часто незаметны и более существенный вклад в летные характеристики достигнут при использовании метода непосредственного вмешательства, который активно действует ранее, чем летчик выйдет за ограничения. Существуют различные алгоритмы удержания выхода за пределы крутящего момента, оборотов несущего винта, воздушной скорости, боковой скорости и перегрузки. Известны два типа тактильных предупреждений: жесткий - останов движения руки, который не давал летчику выполнять дальнейшее управление, и мягкий останов, при котором летчик мог двигать ручку с минимальным воздействием на аппарат.

В 1995 году проведено моделирование [4] с присутствием летчика для исследования схемы смешанного управления по общему шагу (управление летчиком и системой управления). Летчик имел возможность управлять в полном диапазоне характеристик летательного аппарата, включая максимальные ограничения при случайном воздействии. Схема системы давала возможность улучшить алгоритм предотвращения пределов в "агрессивных" (резких, быстрых) маневрах, уменьшить время выполнения задания, позволяя летчику максимально использовать предлагаемые системой характеристики и освободить его от необходимости следить за ограничениями по приборам. Вмешательство в управление было выполнено в виде "мягкого останова", максимально отслеживающего постоянные ограничения, которые пилот мог бы случайно превысить при выполнении маневра в условиях опасности.

Чтобы предупредить надвигающееся превышение, используется информация о скорости изменения параметров состояния, при этом нечеткие измерения степени превышения ограничений предварительно определяют различие между допустимыми превышениями ("желтый") и непревышаемыми ("красный") пределами.

На Рис. 1 показана архитектура одной из предлагаемых [1] систем определения и предотвращения ограничений, показанная как "до-

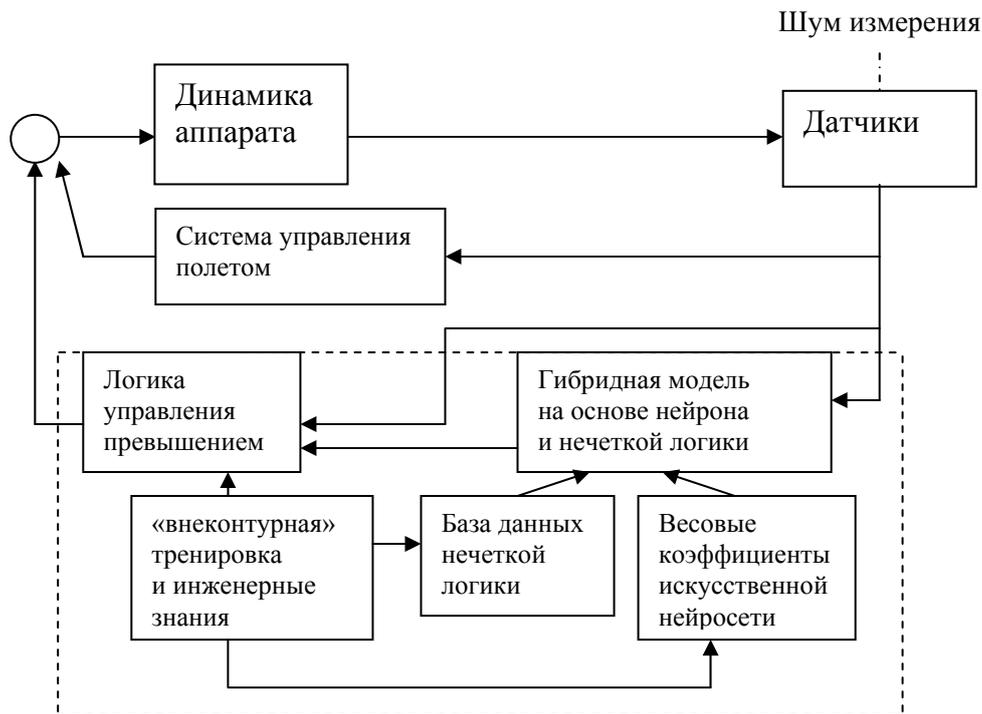


Рис. 1. Система предотвращения превышений ограничений вертолета на базе нечеткой логики (пунктир - гибридное определение / предотвращение превышений)

бавка” к обычному контуру управления с обратной связью. Команды управления летчика комбинируются с командами системы управления полетом.

Параметры состояния вертолета измеряются комплексом датчиков, которые могут быть искажены шумом. Выходы датчиков подаются в систему управления для выработки сигнала ошибки и становятся входом в систему определения ограничений на основе искусственных нейросетей.

Для определения существования каких-либо ограничений и возможности их превышения используется информация о параметрах состояния летательного аппарата и его базы данных, а для определения и классификации превышения ограничений - нечеткая логика. В случае, когда превышены какие-либо ограничения, в систему управления предотвращением выхода за ограничения проходит соответствующий управляющий сигнал, который добавляется к сигналам от системы управления. Система определения ограничений должна быть “обучена” вне контура управления с использованием базы данных ограничений характеристик конкретного вертолета.

В системе предотвращения выхода за ограничения используются обычные линейные управляющие устройства (контроллеры) с одним входом и одним выходом. Исходя из инженерных знаний ограничений по управляемости и опыта летчиков, разработана [1] соответствующая стратегия управления для систем с одним входом и одним выходом с помощью базы данных нечеткой логики.

Для систем типа “много входов - много выходов” (ММО) разработан [1] метод синтеза законов управления, задания передаточных чисел, формулировки оптимального управления и прямого нечеткого управления. Основным вопросом являются ли эти управляющие входы “конкурентоспособными”. Иными словами, есть ли возможность того, что действия, необходимые для обеспечения предотвращения превышения одного ограничения, будут противоречить таким же действиям, необходимым для предотвращения другого ограничения. Системы защиты ограничений не должны также мешать нормальной системе управления полетом.

Для моделирования ограничений границы могут быть представлены как гиперплоскость в многомерном пространстве параметров вертолета. Искусственные нейросети здесь особенно

привлекательны из-за их способности моделировать комплексные многомерные нелинейные функции с любой степенью точности, способности к обучению в контуре, нечувствительности к шуму (что весьма важно в условиях вибраций на вертолете). Такие сети были использованы в исследовании [1] для моделирования различных многомерных плоскостей, описывающих пределы характеристик вертолета. Были определены наиболее подходящие схемы нейросетей. Так, нейросети с прямой связью содержат огромное количество простых нелинейных узлов, регулярно объединенных в структуру непосредственным умножением или настройкой связей между узлами в одном слое и в следующем. Каждый узел выполняет простое вычисление, основанное на его состоянии в данный момент и на входных сигналах. Выход узла рассчитывается по мгновенным значениям суммы весовых коэффициентов входов, смещений нейросети и внутреннего состояния в соответствии с функцией активации. Две обычно используемые сигмоидальные функции в нейросетях:

- логический сигмоид:

$$\sigma_{LS}(u) = \frac{1}{1 + e^{-u}}; \quad (1)$$

- гиперболический тангенс:

$$\sigma_{HT}(u) = \operatorname{tgh}(u). \quad (2)$$

Функции сигмоидальной активации обеспечивают высокие коэффициенты усиления для малых входных сигналов и малые коэффициенты усиления для сигналов большой амплитуды. Любое отображение может быть аппроксимировано с заданной точностью при использовании сигмоидальных нейросетей, содержащих один "открытый" слой. Однако сигмоидальные нейросети могут быть чувствительны к "забыванию" старой информации при появлении новых данных.

Радиальная базисная функция Гаусса

$$\sigma_{RBF}(u) = e^{-u^2} \quad (3)$$

может иметь лучшие характеристики сходимости для многих функций и обычно обеспечивает более компактную поддержку (т.е. требуют меньше нейронов). Наиболее эффективная функция активации зависит от общей формы функции, которую надо аппроксимировать.

Наилучшее управление может дать смешение двух функций активации в одной нейросети.

Было обнаружено [1], что нейросети с прямой связью, использующие сигмоидальные функции логической активации, обеспечивали превосходные функции аппроксимации возможностей вертолета и были использованы для моделирования большого количества летных ограничений УН-1Н. В качестве примера в [1] показан выход нейросети, "обученной" на максимальную индикаторную скорость вертолета УН-1Н, заданной в функции барометрической высоты, температуры наружного воздуха и полетного веса, т.е.

$$V_{\max} = f(H, T, W), \quad (4)$$

где V_{\max} - максимальная индикаторная скорость, H - барометрическая высота, T - наружная температура, W - полетный вес.

Подробные результаты были получены в работах по моделированию максимально располагаемого крутящего момента на вертолете и диаграммы "H-V". Так, в [2] показана комбинация воздушной скорости и высоты, обеспечивающая безопасную посадку с режима авторотации.

В последние годы системы на базе правил нечеткой логики стали очень популярны в качестве практических приложений искусственного интеллекта. Нечеткая логика была предложена Лотфи Заде в середине 60-х годов [5] как математическая концепция для борьбы с неопределенностями в принятии решений человеком. Однако отсутствие гибкости в представлении природы того, как происходит принятие решений человеком, ограничивает использование в области, где трудно формализовать четкие правила.

Нечеткая логика реализует логические правила, определяемые конструктором для создания, преобразования и успешного применения в таких областях как статистический анализ, распознавание образов, анализ изображений, роботы, теория принятия решений и теория управления. Цель использования нечеткой логики двоякая:

- применить правила, которые описывают коррекцию управления для случая непредвиденного превышения ограничений;
- определить, не превысил ли вертолет какое-либо из ограничений.

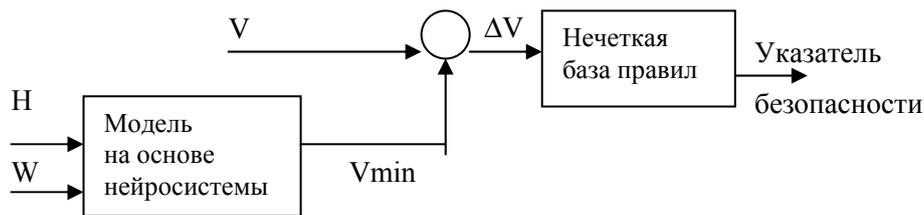


Рис. 2. Архитектура «директора» превышения ограничений «H-V» на базе нейронов и нечеткой логики

Сами ограничения используют искусственные нейросети, а нечеткая база непрерывно наблюдает за состоянием летательного аппарата, чтобы определить, не превышено ли какое-либо из ограничений.

Модели превышения ограничений на основе нечеткой логики были разработаны [1] для следующих ограничений:

- 1) Диаграмма «H-V» или границы опасной зоны.
- 2) Максимальная воздушная скорость.
- 3) Располагаемый крутящий момент.
- 4) Ограничения углового положения: по тангажу и по крену.
- 5) Обороты двигателя и обороты несущего винта.
- 6) Ограничения минимальной перегрузки.
- 7) Боковая скорость и скорость полета назад.

Рис.2 показывает архитектуру гибридной модели на базе нейронов и нечеткой логики для оценки близости летательного аппарата к границам зоны «H-V»(кривой безопасности). Нейросеть рассчитывает минимальную безопасную воздушную скорость в функции высоты до колес и полетного веса. Затем определяется величина $\Delta V = V_{min} - V$. Нечеткая база правил использует следующие два логических правила:

- если ΔV - отрицательно, тогда скорость небезопасна (т.е. выход-1),
- если ΔV - положительна, тогда скорость безопасна (т.е. выход-0).

Нечеткая логика была составлена для удержания летательного аппарата в границах ограничения так, что как только летательный аппарат приближался или пересекал определенную границу ограничения, управляющий сигнал уходил от положения, которое соответствовало управлению летчиком.

Оценка системы

Для проведения исследования [1] была использована 6-ти-степенная модель для инженер-

ных исследований, основанная на нелинейной модели вертолета УН-1Н, разработанной в центре исследований NASA [6]. Представленные результаты моделирования показывают возможности гибридной системы по определению и предотвращению превышений пределов вертолета УН-1Н, ответные реакции с включенным предотвращением превышения по V- ψ - ну (скорость полета - угол тангажа - перегрузка).

В случае незамкнутого контура вертолет значительно превышает все ограничения. С работающим предотвращением выхода за ограничения превышение уменьшается существенно - вертолет слегка превышает ограничение по воздушной скорости, а затем отслеживает ее максимум. Измерения на основе нечеткой логики успешно используют информацию о скорости изменения для обеспечения опережения в законе управления так, чтобы корректирующее действие могло бы быть предпринято до того, как ограничение превышено. Моделирование в замкнутом контуре продемонстрировало адекватные характеристики в предотвращении превышения ограничений и в смягчении захода за пределы ограничения.

Ограничение пределов с использованием оценки динамической балансировки

Чтобы предотвратить нарушение границ различных комплексных ограничений, можно использовать тактильные системы. Однако для определения приближения к ограничению до того, как они превышены, требуются соответствующие алгоритмы. Эффективный метод определения ограничений, которые достигаются в квазиустановившемся полете - оценка динамической балансировки на основе нейросетей.

Метод разработан [2] в таком виде, чтобы приспособить его к разнообразию весов и параметров балансировки или к ошибкам модели-

рования. Система применяется для определения угла атаки или перегрузки СВВП (самолета вертикального взлета и посадки) XV-15. Чтобы показать эффективность системы обхода ограничений, разработана модель летчика, и система испытана путем моделирования в реальном масштабе времени.

Система ограничения полета или комфортно-го управления должна выполнять функции определения пределов и обход этих пределов. Этот подход применяется на самолетах при предотвращении нарушений по перегрузке и срыву, а на винтокрылых летательных аппаратах - для предотвращения превышения по крутящему моменту и скорости вращения винта [2].

Однако в некоторых случаях использование обратной связи по управлению для обеспечения выдерживания границ имеет определенные ограничения:

- необходимые данные от датчиков не всегда существуют;
- ограничивающая обратная связь может изменить характеристики ответной реакции летательного аппарата и таким образом привести летчика в замешательство или ухудшить качество управляемости;
- нет внутренней возможности отменить эту способность, если летчику надо в случае необходимости нарушить ограничение;
- летчика нельзя предупредить о приближении ограничений;
- многие винтокрылые летательные аппараты не оборудованы системами полной автономии.

Подход на основе непосредственной обратной связи приводит к еще большему разобщению летчика и границ ограничений. Действительно, использование полностью автономных дистанционных систем управления создает новые проблемы с границами ограничений в виде пределов подавления управления. Альтернативный подход к обходу ограничений – обеспечить летчику реализацию возможности уменьшения опасности. Тактильное предупреждение может принять форму “мягкого останова” в кривой зависимости по усилию на управляющей ручке.

При использовании системы предупреждения летчику требуется, чтобы алгоритм определения пределов оценивал будущие величины ограничиваемого параметра и обеспечивал достаточный запас времени летчику для своевременного противодействия. Определенное соот-

ношение больших управляющих входных сигналов может создать ситуацию, в которой нарушение ограничений неизбежно. Из-за того, что между входным управлением летчика и реакцией летательного аппарата есть время запаздывания, система предупреждения обхода ограничений должна обеспечивать время опережения для предотвращения выхода за ограничения.

Алгоритм оценки динамической балансировки задает время опережения посредством оценки величин квазистационарного состояния (динамической балансировки) ограничиваемого параметра. Моделирование соответствия между управлением летчика и ограничением летательного аппарата в динамической балансировке проводилось нейросетью. Этот подход был реализован на аппарате V-22 [8] для предотвращения превышений по углу атаки и перегрузке с использованием ручки продольного управления. Система была продемонстрирована в связке с летчиком и показала существенное улучшение как полезной “подвижности” (маневренности), так и безопасности полета. Похожая система была применена к обеспечению границ зоны “Н-V” летательного аппарата XV-15, что и было продемонстрировано в серии моделирования [10].

Предупреждение превышения пределов на основе динамической балансировки требует точной модели изменения характеристик балансировки во всем диапазоне условий полета. Метод распространен вплоть до включения адаптивной схемы, использующей датчики для коррекции предварительных алгоритмов [10]. Метод неэффективен для таких параметров, как маховое движение несущего винта, которое в переходных процессах ответной реакции превышает ограничения. Для оценки максимальных характеристик ограничиваемого параметра в ответной реакции был разработан к ограничению угла взмаха в продольной плоскости алгоритм, представленный в [10].

Динамическая балансировка – это квазиустановившиеся условия маневренного полета, в которых быстрые параметры состояния летательного аппарата (например, угловые скорости) сохраняют установившиеся величины, в то время как медленные параметры состояния (например, воздушная скорость, углы Эйлера) могут меняться во времени. Например, на неустановившемся выраже угловое ускорение будет

существовать в основном на начальном участке маневра. Если летчик поддерживает маневр, летательный аппарат будет выдерживать постоянную угловую скорость, в то время как медленные параметры состояния типа воздушной скорости в процессе всего маневра могут меняться. Летчик и система улучшения устойчивости стремятся удерживать летательный аппарат около состояния динамической балансировки. Когда летательный аппарат достигает динамической балансировки, параметры границ V-н, такие как перегрузка и угол атаки, стремятся к границам ограничений.

При системном подходе (например, в [8, 9]) состояние летательного аппарата делится на быструю и медленную динамику.

$$\begin{aligned} x &= g(x, u), \quad x = \begin{bmatrix} x_{slow}^T & x_{fast}^T \end{bmatrix}^T \\ x_{slow} &= [V \ \gamma \ h]^T, \quad x_{fast} = [q \ \alpha]^T \\ u &= [\delta_{long} \ \delta_{coll}]^T \\ y &= [Q \ \alpha \ N_z \ V]^T = h(x, u) \end{aligned} \quad (5)$$

slow – медленное движение;

fast – быстрое движение;

long – продольное управление;

coll – управление общим шагом.

Здесь x_{slow} – вектор относительно медленно меняющихся параметров;

x_{fast} – вектор параметров, меняющихся относительно быстро.

V – скорость полета;

γ – угол крена;

N – высота полета;

δ_{long} – продольное управление;

δ_{coll} – управление общим шагом винта.

Так, в продольной динамике XV-15 при полете в самолетном режиме угол атаки и угловая скорость тангажа считаются быстрыми параметрами состояния, в то время как воздушная скорость, высота и скорость набора высоты считаются медленными (фугоидное движение).

В динамической балансировке параметры можно выразить в функции управления летчика (δ_{long} , δ_{coll}) и медленных параметров (V , γ , h):

$$y_p = f(x_s, u) = f(V, \gamma, h, \delta_{long}, \delta_{coll}) \quad (6)$$

Функции в правой части уравнения (6) – в высшей степени нелинейные функции пяти переменных (и становятся функциями еще боль-

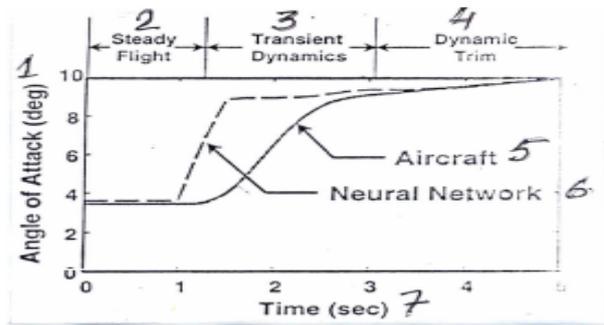


Рис. 3. Расчет предела по динамической балансировке

- 1 - угол атаки (град)
- 2 - установившийся полет
- 3 - переходная динамика
- 4 - динамическая балансировка
- 5 - летательный аппарат
- 6 - нейросеть
- 7 - время (сек)

шего числа переменных, когда включены степени свободы бокового движения). Нейросети – эффективное средство для моделирования комплексных нелинейных функций многих переменных. Функцию нескольких переменных для моделирования с помощью большой многомерной таблицы можно представить нейросетью, которая обучается, используя относительно небольшое число случайно выбранных наборов данных. Чтобы создать данные для обучения и оценки систем, была использована нелинейная модель [11]. Для определения множественных точек динамической балансировки для обучения использован модифицированный алгоритм балансировки [2].

Рис. 3 показывает типичный ответный переходный процесс в нейросети в сравнении с ответной реакцией для ступенчатого входного сигнала по продольному управлению. Нейросеть отвечает немедленно на входной сигнал летчика и затем приходит в соответствие с ответной реакцией летательного аппарата, как это представляет подход на основе динамической балансировки. Система обхода ограничений имеет пару секунд опережения, чтобы предупредить летчика.

Система предупреждения нарушения ограничений, основанная на динамической балансировке, была разработана для обеспечения выдерживания ограничений по углу атаки и по перегрузке V-22 [8] и продемонстрирована в модели с летчиком. Угол атаки был связан с большими числами Маха и являлся основным

ограничением быстроты маневрирования летательного аппарата на больших скоростях.

Система предупреждения об ограничении была оценена летчиком при моделировании в реальном масштабе времени для больших скоростей ветра, в том числе и на маневре разворота. Летчик снижался как можно быстрее, начиная с высоты около 15000 футов над землей. Чтобы поддерживать воздушную скорость снижения и оставаться над землей, летчик выполняет развороты с креном при больших значениях перегрузки в течение всего маневра. В процессе такого маневра пределы угла атаки ограничивают маневренность аппарата, максимальную скорость безопасного снижения. Предел угла атаки меняется в процессе всего маневра из-за изменения числа Маха с высотой и без специального предупреждения летчику трудно лететь вдоль границы "угол атаки – число Маха". Предупреждение о границе выполнено в виде "мягкого останова" по ручке продольного управления, как только аппарат приближается к ограничению. Рис. 4 показывает пример траектории полета относительно границы ограничения с предупреждением и без него.

Результаты показывают, что при наличии предупреждения летчик мог бы летать ближе к краю ограничения. Эксперимент был повторен с тремя различными летчиками. Рис. 4 показывает общий результат - эффективное увеличение как полезной маневренности, так и безопасности. Поскольку летчики могли безопасно летать на больших перегрузках, они могли снижаться быстрее и, следовательно, уменьшать время выполнения задания.

Как видно на Рис. 5, в случае наличия системы предупреждения зона безопасного маневрирования сдвигается в сторону большего значения фактора безопасности, практически обеспечивая 100 % безопасности полета.

В некоторых приложениях датчики могут дать надежные данные о мгновенных величинах ограничиваемых параметров, но требуется еще и оценка динамической балансировки, чтобы иметь время опережения для выполнения расчетов.

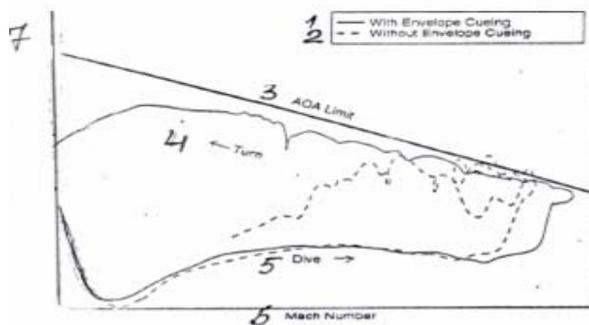


Рис. 4. Пример траекторий в границах "угол атаки (7) - число Маха (6)"

- 1 — с предупреждением о границе
- 2 - - - без предупреждения о границе
- 3 - предел угла атаки
- 4 – разворот
- 5 – снижение
- 6 - число Маха
- 7 - угол атаки

Например, весовые и балансировочные свойства летательного аппарата потребовали бы дополнительных входов в нейросеть и увеличения количества требуемых данных для обучения в геометрической пропорции. Как альтернатива, нейросеть можно обучить при одном конкретном весе и одном расположении центра тяжести, а для коррекции ошибок в ответной реакции нейросети, основанной на данных датчиков, можно использовать адаптивную схему (Рис. 7). Это приводит к компромиссу

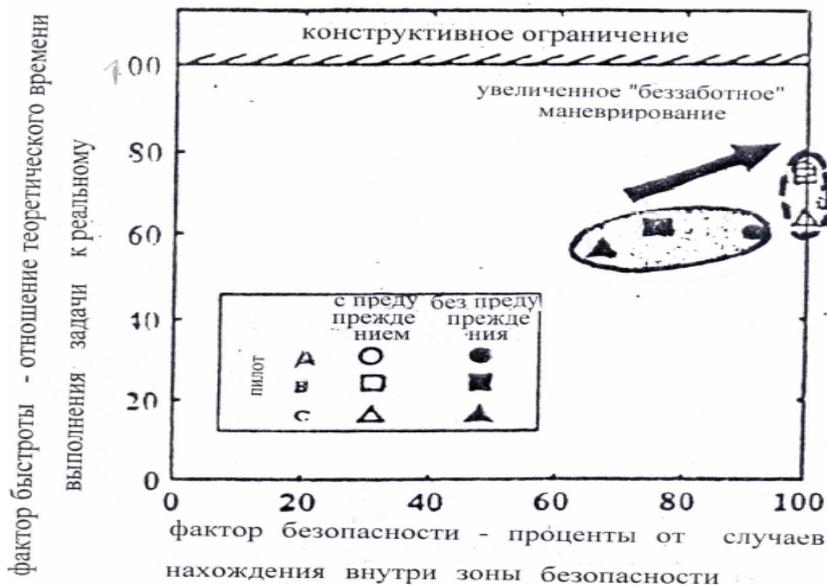


Рис. 5. Маневрирование с увеличением "беззаботности"

между относительной ценой дополнительных датчиков, набором данных для обучения и размерности нейросети.

Данные датчиков представляют мгновенную реакцию, в то время как выход нейросети представляет реакцию по оценке динамической балансировки. Фильтр $G(s)$ выбирается для аппроксимации динамических характеристик ограничиваемых параметров. Таким образом, ответная реакция динамической балансировки представляет условия равновесия, мгновенная реакция может быть аппроксимирована линейным фильтром с согласованием коэффициентов статического состояния, настраиваемых по величине динамической балансировки.

Схема адаптивной оценки по динамической балансировке оценена с использованием модели летчика в моделировании поступательного полета аппарата XV-15. Адаптация была использована для коррекции оценки угла атаки и перегрузки, когда продольное положение центра тяжести отличается от величины, использованной в обучении нейросети. Характеристики системы защиты ограничений при отсутствии адаптации ухудшаются.

Заключение

Нечеткая логика лежит в основе метода определения степени превышения ограничений, а использование информации по скорости изменения параметров позволяет генерировать предупреждение о грозящем нарушении ограничений. Кроме того, нечеткая логика дает способ отличить превышения промежуточных (“временных”) и “никогда не превышаемых” ограничений. Метод динамической балансировки - эффективный инструмент для предупреждения летчика о

приближении к границам ограничений, которые достигаются в установившемся полете. Преимущество системы в непосредственном измерении пределов, а недостаток - большое количество данных для обучения.

Литература

1. Mulgung Sandeep S., Zacharias Greg L. A. A Hybrid Neural Network - Fuzzy Logic Limit Protection System for Rotorcraft. A Guidance, Navigation and Control Conference. 1996 (AIAA-96-3800) РД-1074
2. Joe Horn, Anthony J. Calise, J.V.R. Prasad. Flight Envelope Limit Detection and Avoidance for Rotorcraft.



Рис. 6. Маневр горка/ пикирование с защитой границ области "Н-V"

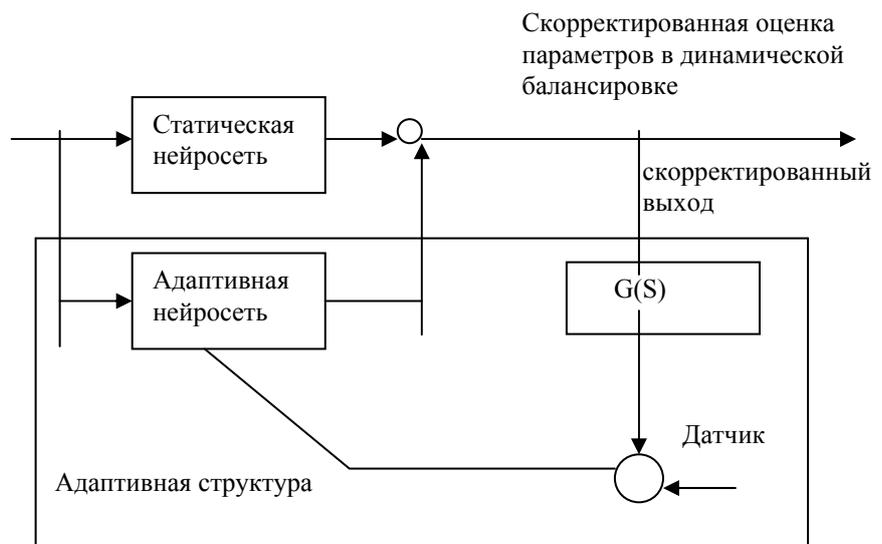


Рис. 7. Адаптивная оценка динамической балансировки

- School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology. GA Proceeding of XXV-th European Rotorcraft Forum, Italy, 1999 РД-1081
3. Massey C. P. Carefree Handling System for Helicopter. Proceeding of the Institute of Mechanical Engineers, Part G.: Journal of Aerospace Engineering . 206, 36-37
 4. Howitt J. Carefree Maneuvering in Helicopter Flight Control. Proceeding of the American Helicopter Society 51st Annual Forum. 1995, Fort Worth, TX
 5. Zadeh L.A. Fuzzy Sets . Information and Control. 8, 338-353
 6. U.S. Dept. of the Army (1988) Operator's Manual UH-1H/V Helicopters. TM 55-1520-210-10.
 7. Howitt J., Carefree Handling for Super-Agility. American Helicopter Specialist Conference, Fairfield Country, Connecticut, October 1995
 8. King D.W., et al. V-22 Load Limiting Control Law Development. Proceeding of the American Helicopter Society 49th Annual Forum. St. Luis, Missouri May, 1993
 9. Whalley M.S and Achache M. Joint U,S./France Investigation of Helicopter Flight Envelope Limit Cueing. American Helicopter Society 52 th Annual Forum, Washington DC June 1996
 10. Whalley M.S. A Piloted Simulation Investigation of a Helicopter Limit Avoidance System Using a Polynomial Neural Network. NASA/TM-1998-112220, January, 1998.
 11. NASA CR-166536, A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of a Generic Tilt-Rotor Aircraft, Sept. 1988, Rev, A.

Никифорова Лидия Николаевна. Главный научный сотрудник Института программных систем РАН. Окончила в 1962 году Московский авиационный институт. Доктор технических наук. Автор более 50 печатных работ.